

ASAIN 0132

DELPHION

Select OR

Stop Tracking

RESEARCH

PRODUCTS

INSIDE DELPHION

Log Out Work Files Saved Searches

My Account

Search: Quick/Number Boolean Advanced Derwent

Help

The Delphion Integrated View

Get Now: ☒ PDF | [More choices...](#)Tools: Add to Work File: ☐ Create new Work File ☐ GoView: INPADOC | Jump to: Top Go to: Derwent☐ Email this to a friend

Title: JP08028203A2: COOLING TURBINE FAN PROVIDED WITH FILM COOLING HOLE

Derwent Title: Cooling turbine blade with film cooling hole - has rectangular film cooling holes provided at back side and belly side of blade with width and width of length ratio which is 2 to 1 on back side and 1 to 1 on belly side [\[Derwent Record\]](#)

Country: JP Japan

Kind: A (See also: [JP03319159B2](#))

Inventor: SAITO TOSHIYA;
YAMAWAKI HIDEMICHI;

Assignee: ISHIKAWAJIMA HARIMA HEAVY IND CO LTD
[News, Profiles, Stocks and More about this company](#)

Published / Filed: 1996-01-30 / 1994-07-14

Application Number: JP1994000161734

IPC Code: [F01D 5/18](#); [F01D 9/02](#); [F02C 7/18](#);

Priority Number: 1994-07-14 JP1994000161734

Abstract: PURPOSE: To provide a cooling turbine fan provided with a film cooling hole which can efficiently cool the surface of the turbine fan and reduce a necessary cooling air quantity.

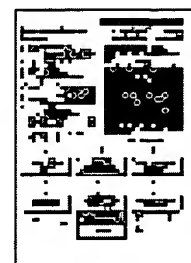
CONSTITUTION: In a cooling turbine fan 10 provided with a film cooling hole for blowing out air to the back side and the front side of the surface of a turbine fan, the film cooling hole 14 of the back side and the front side of the turbine fan is a rectangular hole and the ratio of lateral width to a longitudinal width is large on the back side and small on the front side, and the ratio on the back side is nearly 2:1 and on the front side nearly 1:1.

COPYRIGHT: (C)1996,JPO

INPADOC None **Get Now:** [Family Legal Status Report](#)

Legal Status:
Family: [Show 2 known family members](#)

Other Abstract Info: DERABS G96-137229 DERG96-137229

[Nominate this](#)[View Image](#)

1 page

THOMSON

Copyright © 1997-2004 The Thomson Corporation

[Subscriptions](#) | [Web Seminars](#) | [Privacy](#) | [Terms & Conditions](#) | [Site Map](#) | [Contact Us](#) | [Help](#)

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公 開 特 許 公 報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平8-28203

(43) 公開日 平成 8 年 (1996) 1 月 30 日

(51) Int.Cl. ⁶	識別記号	庁内整理番号	F I	技術表示箇所
F 0 1 D 5/18				
	9/02	1 0 2		
F 0 2 C 7/18		A		

審査請求 未請求 請求項の数 4 O L (全 5 頁)

(21) 出願番号 特願平6-161734

(22) 出願日 平成 6 年 (1994) 7 月 14 日

(71) 出願人 000000099

石川島播磨重工業株式会社

東京都千代田区大手町 2 丁目 2 番 1 号

(72) 発明者 斉藤 俊弥

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島

播磨重工業株式会社瑞穂工場内

(72) 発明者 山脇 栄道

東京都西多摩郡瑞穂町殿ヶ谷229 石川島

播磨重工業株式会社瑞穂工場内

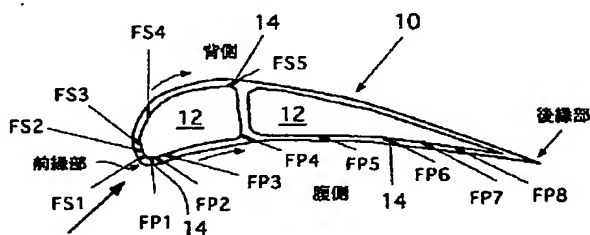
(74) 代理人 弁理士 堀田 実 (外 2 名)

(54) 【発明の名称】 フィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼

(57) 【要約】

【目的】 タービン翼表面を効果的に冷却でき、かつ必要な冷却空気量を低減することができるフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼を提供する。

【構成】 タービン翼の背側及び腹側に空気を吹き出すためのフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼 10 において、背側及び腹側のフィルム冷却孔 14 が矩形孔であり、かつその横幅と縦幅の比が、背側が大きく腹側が小さく、背側でほぼ 2 : 1 であり、腹側でほぼ 1 : 1 である。



【特許請求の範囲】

【請求項 1】 タービン翼の背側及び腹側に空気を吹き出すためのフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼において、

背側及び腹側のフィルム冷却孔が矩形孔であり、かつその横幅と縦幅の比が、背側が大きく腹側が小さい、ことを特徴とするフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼。

【請求項 2】 前記矩形孔の横幅と縦幅の比は、背側でほぼ 2 : 1 であり、腹側でほぼ 1 : 1 である、ことを特徴とする請求項 1 に記載のフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼。

【請求項 3】 前記各フィルム冷却孔には、翼表面側が広がったディフューザ部分が設けられている、ことを特徴とする請求項 1 乃至 2 に記載のフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼。

【請求項 4】 タービン翼の前縁部付近にフィルム冷却孔を更に備え、該フィルム冷却孔は半径方向に傾斜した丸孔からなる、ことを特徴とする請求項 3 に記載のフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【産業上の利用分野】 本発明は、タービン部材の表面に冷却空気の薄いフィルムを形成するためのフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼に関する。

【0002】

【従来の技術】 ガスタービンのタービン部材を冷却することによって、部材の使用温度より高いタービン入口ガス温度を採用することができ、これにより、ガスタービンの性能が向上することが、従来から知られている。また、このため、通常対流冷却以外にインピンジ冷却、フィルム冷却、トランスピレーション冷却、等の冷却手段がタービン翼を冷却するために従来から用いられていた。

【0003】 かかる冷却手段のうちフィルム冷却は、図 6 に例示するように、タービン翼 1 の背側、腹側に空気吹出口 2 (フィルム冷却孔) を設け、この孔から冷却空気 3 を吹き出してタービン部材の表面に冷却空気の薄いフィルムを形成するものであり、従来ほぼ同一の丸孔又は矩形孔がタービン翼の背側、腹側に設けられていた。

【0004】

【発明が解決しようとする課題】 しかし、かかる従来のフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼では、タービン翼表面を効果的に冷却することが困難であり、そのため部分的に過熱又は過冷却されたり、冷却のために消費される冷却空気量が過大になる、等の問題点があった。

【0005】 本発明はかかる問題点を解決するために創案されたものである。すなわち、本発明の目的は、タービン翼表面を効果的に冷却でき、かつ必要な冷却空気量を低減することができるフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼を提供することにある。

【0006】

【課題を解決するための手段】 本発明によれば、タービン翼の背側及び腹側に空気を吹き出すためのフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼において、背側及び腹側のフィルム冷却孔が矩形孔であり、かつその横幅と縦幅の比が、背側が大きく腹側が小さい、ことを特徴とするフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼が提供される。

【0007】 本発明の好ましい実施例によれば、前記矩形孔の横幅と縦幅の比は、背側でほぼ 2 : 1 であり、腹側でほぼ 1 : 1 である。また、前記各フィルム冷却孔には、翼表面側が広がったディフューザ部分が設けられている。更に、タービン翼の前縁部付近にもフィルム冷却孔を備え、該フィルム冷却孔は半径方向に傾斜した丸孔からなる、ことが好ましい。

【0008】

【作用】 本願発明者等は、フィルム冷却孔の断面形状のアスペクト比 (横幅と縦幅の比) によるフィルム冷却効率が、タービン翼の部分、すなわち曲率の違いにより相違することを実験的に発見し、この特性をフィルム冷却性能を向上させる手段として利用することに着眼した。本発明はかかる新規の知見と目的に基ずくものである。

【0009】 すなわち、実験の結果、フィルム冷却効率は背側ではアスペクト比が大きい方が高く、逆に腹側では小さい方が高いので、上述した本発明の構成のように、背側及び腹側のフィルム冷却孔を矩形孔とし、かつその横幅と縦幅の比を背側を大きく腹側を小さくすることにより、背側及び腹側の両方のフィルム冷却効率を高めることができ、タービン翼全面を効果的に冷却し、かつ必要な冷却空気量を低減することができる。

【0010】 言い換えれば、タービン翼の曲率の違いに応じてフィルム冷却孔の断面のアスペクト比を変えることにより、翼表面の背側、腹側それぞれに対応した (曲率に対応した) 適切なアスペクト比のフィルム冷却孔形状を選び、これにより、翼面温度を下げるができる。また、このため従来より少ない冷却空気流量で必要な翼面温度まで下げられるため、冷却空気量の低減ができ、これにより、ガスタービンの効率を一層高めることができる。

【0011】

【実施例】 以下、本発明の好ましい実施例を図面を参照して説明する。なお、各図において、共通する部分には同一の符号を付して使用する。図 1 は、本発明によるフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼の横断面図であり、図 2 は図 1 の説明図である。図 1 において、冷却タービン翼 10 は、その内部に設けられた冷却空気流路 12 と、この冷却空気流路 12 と翼表面とを連通するフィルム冷却孔 14 と、を備えている。

【0012】 図 1 及び図 2 に示すように、本発明のフィルム冷却孔 14 は、前縁部に設けられた丸孔 FS1 及び FP1 と、背側に設けられた冷却孔 FS2 ~ FS5 と、

3

腹側に設けられた冷却孔 F P 2 ~ F P 8 からなる。また図 1 で各フィルム冷却孔 1 4 を示す直線は、冷却孔の方向（冷却空気の吹き出し方向）も併せて示している。すなわち図 1 から明らかなように、前縁部に設けられた丸孔 F S 1 及び F P 1 は、冷却タービン翼 1 0 に流入する高温ガス 4 に対向する方向に吹き出し、背側及び腹側に設けられた冷却孔は、翼に沿って冷却空気が流れ、翼表面に冷却空気の膜（フィルム）を形成するように下流側に吹き出すようになっている。

【0013】また、図 2 (A) に示すように、各フィルム冷却孔 1 4 の後流側には、翼表面側が広がったディフューザ部分 1 4 a が設けられている。これにより、フィルム冷却孔 1 4 からの冷却空気を翼表面に拡げて流すことができ、フィルム冷却孔の間隔が大きい場合にも翼表面をほぼ均等に冷却することができる。図 2 (B) は、翼の背側及び腹側に設けられたフィルム冷却孔の断面形状図である。更に、図 2 (C) に示すように、各矩形孔の横幅 W と縦幅 H の比、すなわちアスペクト比は、背側でほぼ 2、腹側でほぼ 1 であり、横幅 W と縦幅 H の比（アスペクト比）が、背側が大きく腹側が小さくなっている。かかる構成により、後述する理由により、背側及び腹側の両方のフィルム冷却効率を高めることができ、タービン翼表面を効果的に冷却し、かつ必要な冷却空気量を低減することができる。

【0014】また、前縁部に設けられたフィルム冷却孔 1 4、すなわち丸孔 F S 1 及び F P 1 は、タービン翼の半径方向に傾斜して設けられている。これにより、翼表面部の肉厚が同一のまま、冷却空気とフィルム冷却孔との接触面積を拡大することができ、前縁部における冷却効率を高めることができる。

【0015】図 3 は、フィルム冷却効率の定義を模式的に示す図である。この図に示すように、主流ガス温度を T_g 、翼面断熱温度を T_{ad} 、冷却空気温度を T_{cin} 、翼面温度を T_w とする場合に、フィルム冷却効率 η_f は、 $\eta_f = (T_g - T_{ad}) / (T_g - T_{cin})$. . . (式①) であらわされ、 η_f が高くなると T_{ad} が低くなり、 T_{ad} が低くなると T_w が低くなる。すなわち、フィルム冷却効率 η_f が高いほど翼面温度 T_w を低くすることができる。

【0016】図 4 は、背側と腹側におけるフィルム冷却効率 η_f とアスペクト比（矩形孔の横幅と縦幅の比：W/H）の関係を示す実験結果である。この図で、横軸 X/D は、フィルム冷却孔からの距離 X とフィルム冷却孔の代表寸法 D との比である。図 4 から明らかなように、背側ではアスペクト比が 2 の方が 1 よりもフィルム冷却効率が高く、逆に腹側ではアスペクト比が 1 の方が 2 よりも高くなっている。従って、図 1 及び図 2 に示したように、横幅 W と縦幅 H の比（アスペクト比）を、背側が

4

大きく腹側が小さくすることにより、背側及び腹側の両方のフィルム冷却効率を高めることができ、タービン翼全面を効果的に冷却し、かつ必要な冷却空気量を低減することができる。

【0017】図 5 は、翼表面温度と翼の各部分との関係を模式的に示す図である。この図において、2 つの実線は、翼全体のアスペクト比を一定（1 又は 2）にした場合であり、破線は背側アスペクト比を 2、腹側アスペクト比を 1 にした場合である。この図から明らかなように、翼全体のアスペクト比を一定にすると、背側又は腹側のいずれかの翼表面温度が高くなる問題が生じるが、アスペクト比を背側が大きく腹側が小さくすることにより、背側、腹側、前縁部、及び後縁部を含むタービン翼全面の温度をほぼ同一の温度に冷却することができる。

【0018】なお、本発明は上述した実施例に限定されず、本発明の要旨を逸脱しない範囲で種々変更できることは勿論である。

【0019】

【発明の効果】上述したように、本発明のフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼は、タービン翼の曲率の違いに応じてフィルム冷却孔の断面のアスペクト比を変えることにより、翼表面の背側、腹側それぞれに対応した適切なアスペクト比のフィルム冷却孔形状を選定して翼面温度を下げ、併せて従来より少ない冷却空気流量で必要な翼面温度まで下げることができ、これにより冷却空気量の低減ができ、ガスタービンの効率を一層高めることができる、等の優れた効果を有する。

【図面の簡単な説明】

【図 1】本発明によるフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼の横断面図である。

【図 2】図 1 の説明図である。

【図 3】フィルム冷却効率の定義を模式的に示す図である。

【図 4】背側と腹側におけるフィルム冷却効率 η_f とアスペクト比の関係を示す実験結果である。

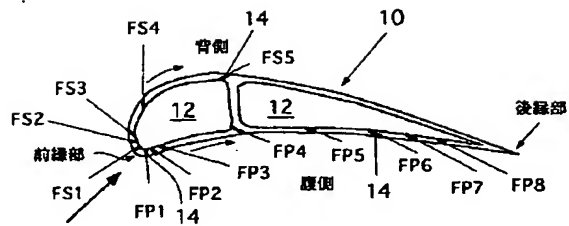
【図 5】翼表面温度と翼の各部分との関係を模式的に示す図である。

【図 6】従来のフィルム冷却孔を備えた冷却タービン翼の断面図である。

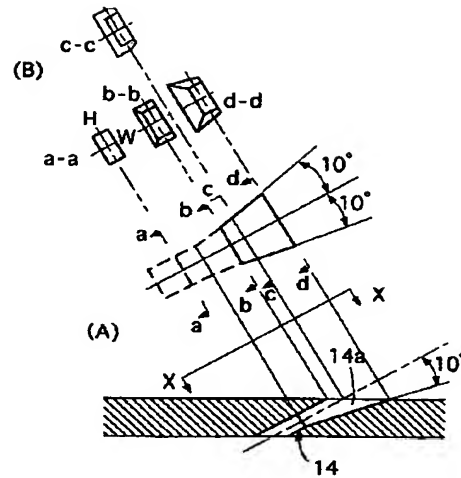
【符号の説明】

- 1 タービン翼
- 2 フィルム冷却孔
- 3 冷却空気
- 4 高温ガス
- 10 冷却タービン翼
- 12 冷却空気流路
- 14 フィルム冷却孔
- 14a ディフューザ部分

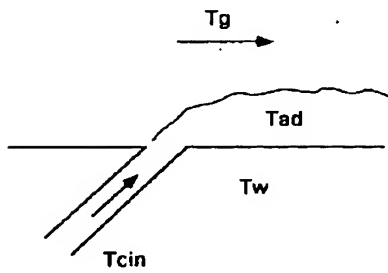
【図1】



【図2】



【図3】

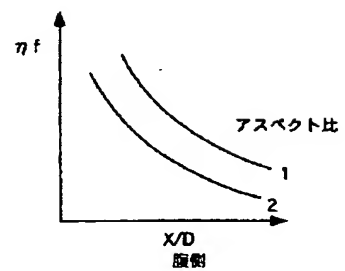
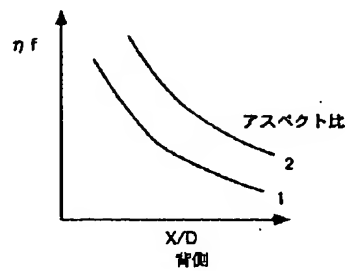


$$\eta f = \frac{T_g - T_{ad}}{T_g - T_{cin}}$$

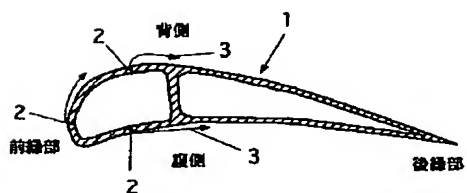
(C)

W/H			W/H		
孔形状	アスペクト比		孔形状	アスペクト比	
FS1	丸		FP1	丸	
FS2	矩形	2	FP2	楕円	1
FS3	矩形	2	FP3	矩形	1
FS4	矩形	2	FP4	矩形	1
FS5	矩形	2	FP5	矩形	1
			FP6	楕円	1
			FP7	楕円	1
			FP8	矩形	1

【図4】



【図6】



【図5】

